

可渗透壁面层流翼型纯音噪声特征数值研究

潘凡凡¹, 刘勇¹, 相倩², 张伊辉¹

(1. 南昌航空大学飞行器工程学院, 330063 南昌; 2. 中国航空研究院, 100020 北京)

摘 要:基于 LBM-LES 方法, 对雷诺数为 2×10^5 、迎角为 2° 下能够产生纯音噪声的可渗透壁面 NACA0012 翼型的声场进行了直接计算。分析了各可渗透壁面参数下层流翼型的声学特性, 及可渗透壁面参数对翼型后缘旋涡空间演化过程的影响。研究表明: 可渗透壁面能够影响边界层旋涡的发展, 随着可渗透壁面尺寸的减小, 旋涡的频率逐渐降低且涡的发展呈周期性变化; 纯音噪声的主频频率随着可渗透壁面尺寸的减少在不断降低, 可渗透壁面尺寸小于翼型弦长的 6% 时, 渗透率对主纯音噪声的影响较小, 但会进一步增加主纯音噪声的幅值, 对声音的指向性几乎没有影响; 可渗透壁面翼型渗透率 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$ 、可渗透壁面尺寸为翼型弦长 10% 时, 能够有效抑制主纯音噪声, 可以降低远场噪声总声压级幅值以达到降噪的效果。

关键词:可渗透壁面; 纯音噪声; 层流翼型; 声学特征; 直接计算

中图分类号: V211

文献标志码: A

文章编号: 1000-4939(2025)05-1027-09

Numerical study on tone noise characteristics of permeable wall laminar flow airfoil

PAN Fanfan¹, LIU Yong¹, XIANG Qian², ZHANG Yihui¹

(1. College of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, 330063 Nanchang, China;

2. Chinese Aeronautical Establishment, 100020 Beijing, China)

Abstract: Based on the LBM-LES method, the sound field of the permeable wall NACA0012 airfoil, which can produce pure tone noise at Reynolds number 2×10^5 and angle of attack 2° , was directly calculated; the acoustic characteristics of laminar flow airfoil with different permeable wall parameters were analyzed; and the influence of the permeable wall parameters on the spatial evolution of the trailing edge of the airfoil was analyzed. The results show that the permeable wall can affect the development of boundary layer vortices. With the decrease of permeable wall size, the frequency of vortices decreases gradually and the development of vortices changes periodically. When the permeable wall size is less than 6% of the chord length of the airfoil, the permeability has little effect on the main frequency of tone noise, but it will further increase the amplitude of the main frequency of tone noise, and has little effect on the directivity of sound. When the permeable wall airfoil permeability $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$ and the permeable wall size is 10% of the chord length of the airfoil, the main frequency of tone noise can be effectively suppressed, and the total

收稿日期: 2023-10-08

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 11962018); 航空科学基金资助项目 (No. 2022Z006056002)

通信作者: 刘勇, 副教授. E-mail: liuyong@nchu.edu.cn

引用格式: 潘凡凡, 刘勇, 相倩, 等. 可渗透壁面层流翼型纯音噪声特征数值研究[J]. 应用力学学报, 2025, 42(5): 1027-1035.

PAN Fanfan, LIU Yong, XIANG Qian, et al. Numerical study on tone noise characteristics of permeable wall laminar flow airfoil[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2025, 42(5): 1027-1035.

sound pressure level amplitude of the far field noise can be reduced to achieve the effect of noise reduction.

Key words: permeable wall; tone noise; laminar flow airfoil; acoustic characteristics; direct calculation

纯音噪声多产生于如小型无人飞行器、居民使用发电的小型风力机等一些工业设备中^[1]。随着民用航空事业和居民生活水平不断发展和提高,人们也越来越重视噪声污染的问题,纯音噪声的存在将会阻碍人们对这些设备的使用^[2]。可渗透壁面作为对飞行器气动噪声控制的有效手段,一直受到众多学者的关注。

PATERSON 等^[3]在 20 世纪 70 年代通过风洞实验的研究,发现了纯音噪声现象的存在,得到了纯音噪声频率的变化规律。DESQUESNES 等^[4]于 2007 年用直接数值模拟方法(direct numerical simulation, DNS)对先前的风洞实验进行进一步研究,同时验证了实验的研究结果,认为在中等雷诺数条件下,层流翼型的流场和气动噪声声场的相互作用产生了纯音噪声。

近年来,PRÖBSTING 等^[5-6]进一步证明了,分离剪切层在翼型吸力侧和压力侧的扰动放大导致剪切层卷起和分离泡涡的脱落。当涡旋没有在尾缘上游破裂时,这些结构通过尾缘会产生纯音噪声。FOSAS 等^[7]通过非线性数值模拟和全局稳定性分析,证实了频谱中纯音噪声的出现,解决了机翼周围可压缩流中离散纯音噪声产生的问题。ABO 等^[8]研究了弱逆压梯度对纯音噪声发生的临界突起高度的影响,实验结果表明,较弱的逆压梯度可以降低临界突起高度,而对纯音噪声的频率变化影响较小。GEYER 等^[9]对 2 种不同厚度的对称型翼型进行了的风洞实验,发现较薄的翼型产生音调噪声,而较厚的翼型辐射宽带噪声。RICCIARDI 等^[10]对 NACA0012 翼型进行了直接数值模拟,研究中等雷诺数下引起后缘二阶纯音噪声的流动特征,结果表明噪声辐射具有主纯音和次纯音的现象。

纯音噪声的出现会进一步增加远场的噪声级,对于气动噪声的有效控制,近年来受到了广泛的关注。研究学者 GRAHAM 等^[11]发现,猫头鹰能够静音飞行的原因是因为它的翅膀有松软的羽毛。KROEGER 等^[12-13]对猫头鹰的翅膀进行了进一步分析,发现翅膀上松软的羽毛和可渗透壁面的结构十分相似,在猫头鹰飞行过程中,翅膀压力侧的气流能够更加顺畅的流向吸力面,从而可以降低猫头鹰飞行时产生的噪声。而且,上述特性的发现能够应用

在军事航空领域,GEYER 等^[14-15]对后缘采用可渗透材料的翼型和圆柱进行了风洞实验,结果发现可渗透材料在降低后缘气动噪声方面,能够产生非常理想的效果。

GELOT 等^[16]对后缘锯齿状翼型进行了大涡模拟,仿真结果表明,后缘锯齿下的过渡区域中声源压力的幅值大幅度降低,并在后缘附近的壁面压力波动中产生相消性干扰,削弱了声反馈回路,从而降低纯音噪声。ROSTI 等^[17]对湍流通道流过可渗透壁面进行了直接数值模拟,分析了可渗透壁面内湍流的流动机制,发现可渗透壁面与流体区域的边界处应用动量传递的方式。ARIF 等^[18]对尾缘安装弹性板的翼型进行了数值模拟,研究结果表明,具有局部流诱导面板振动的被动控制方法能够有效地抑制翼型纯音调噪声的产生。CAO 等^[19]对 DU21 风力涡轮机的翼型进行了实验研究,发现将翼型尾翼的形状变成锯齿状后,可以抑制吸力面涡结构的形成,从而有效地抑制纯音噪声。研究表明可渗透壁面可以作为气动噪声的有效控制手段,但目前的研究主要集中在可渗透壁面对后缘宽频噪声的影响,进一步分析可渗透壁面参数对层流翼型纯音噪声的流动和声场的影响很有必要。

本研究基于格子玻尔兹曼方法与大涡模拟^[20-22]相结合的方法(lattice Boltzmann method-large eddy simulation, LBM-LES):对中等雷诺数下 NACA0012 可渗透壁面翼型气动噪声进行直接计算,分析不同渗透率和可渗透壁面尺寸下纯音噪声幅值和频率的变化,找到能有效抑制纯音噪声的可渗透壁面参数;分析可渗透壁面层流翼型纯音噪声的声场和流动规律,实现对纯音噪声的有效抑制。

1 物理模型和数值方法

1.1 计算方法

本研究基于的 LBM-LES 方法已被成功用于流动和气动噪声的数值计算^[23],并能对流动产生的气动噪声声场进行直接计算,可得到较准确的流场和气动噪声声场。LES 采用动态 Smagorinsky 亚格子模型^[24],LBM 方法采用 D2Q9 速度离散模型^[25]。

$$e_a = \begin{cases} (0,0) \\ (\cos \theta_{a_1}, \sin \theta_{a_1})c, \theta_{a_1} = \frac{(a_1 - 1)\pi}{2} \\ \sqrt{2}(\cos \theta_{a_2}, \sin \theta_{a_2})c, \theta_{a_2} = \frac{(a_2 - 5)\pi}{2} + \frac{\pi}{4} \end{cases} \quad (1)$$

其中: c 为声速; $a_1 = 1, 2, 3, 4$; $a_2 = 5, 6, 7, 8$ 。

平衡态分布函数为

$$f_a^{\text{eq}} = \rho W_a \left[1 + \frac{e_a \cdot u}{c_s^2} + \frac{(e_a \cdot u)^2}{2c_s^4} - \frac{u^2}{2c_s^2} \right] \quad (2)$$

$$W_a = \begin{cases} 4/9, a = 0 \\ 1/9, a = 1, 2, 3, 4 \\ 1/36, a = 5, 6, 7, 8 \end{cases} \quad (3)$$

其中: ρ 为流体密度; c_s 为格子声速; u 为流体速度; e_a 为粒子的离散速度; W_a 为权重系数。

本研究主要针对可渗透壁面对纯音噪声的影响,对纯音噪声计算方法不再进行详细地介绍,具体可参考文献[24]。

1.2 计算域、网格和边界条件

本研究分别采用 NACA0012 实体翼型和可渗透壁面翼型进行计算,为了更好地表示可渗透壁面尺寸,采用翼型弦长(c)的不同百分比来映射二者的关系,可渗透壁面参数及工况如表 1 所示。 $c=0.3 \text{ m}$,其中 c 为翼型弦长,翼型在尾缘处设置可渗透壁面,如图 1 所示。

表 1 可渗透壁面参数及工况

Tab. 1 The parameters of permeable wall and working conditions

渗透率 K/m^2	可渗透壁面尺寸 l_{pw}			
	4% c	6% c	8% c	10% c
1.7894×10^{-11}	case1	case2	case3	case4
8.9470×10^{-11}	case5	case6	case7	case8
1.7894×10^{-10}	case9	case10	case11	case12

计算域的大小为 $12 \text{ m} \times 12 \text{ m}$,在计算域内使用 LES 方法对流场和声场直接计算,本研究计算属于多尺度问题,需要采用非均匀的四叉树网格。翼型周围网格分布如图 2 所示,最小的网格尺寸为 $1.56 \times 10^{-4} \text{ m}$,满足壁面 Δy^+ 量级为 1, Δx^+ 量级小于 50^[25]。网格符合 LES 方法对于近壁面区域流动的直接求解要求,不需使用壁面函数。计算设置的流动边界条件为:入口为速度边界,给定速度;出口为出流边界,物理量的导数为 0;上下边界为周期边界。为了确保声场不会在边界处反射,所有边界条件进行无反射处理^[26],并在计算域的外围增加网格

尺寸较大的海绵层,利用 LES 空间滤波的特性,削弱翼型附近向各边界传播的强扰动。

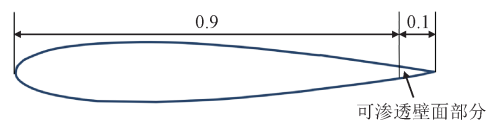


图 1 NACA0012 可渗透壁面翼型

Fig. 1 NACA0012 permeable wall airfoil

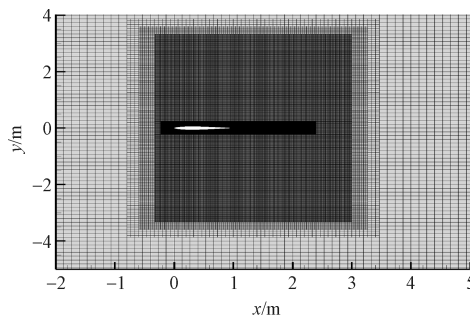


图 2 NACA0012 可渗透壁面翼型网格分布

Fig. 2 The grid distribution of NACA0012 permeable wall airfoil

1.3 数值方法验证

采用 LBM-LES 方法对 NACA0012 可渗透翼型进行声场直接计算,在能够产生纯音噪声的条件下,流动参数设置为 34 m/s ,雷诺数为 2×10^5 、迎角为 2° 、时间步长为 $6.79 \times 10^{-5} \text{ s}$ 、仿真时间为 0.26 s 。

图 3 给出了实体翼型和可渗透壁面翼型表面压强系数与实验值^[27]的对比结果,可看出 LBM-LES 方法下的对比结果具有较好的一致性和吻合性。

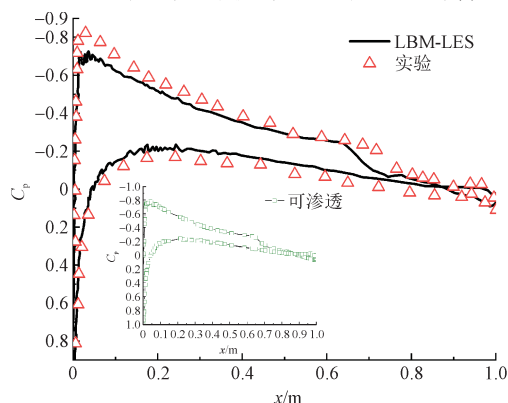


图 3 翼型表面时均压强系数分布

Fig. 3 Distribution of average pressure coefficient on airfoil surface

图 4 显示了 $(0.3 \text{ m}, 0.15 \text{ m})$ ($1c, 0.5c$) 处的声压级频谱图,图中纯音噪声频谱特征和曲线的整体变化与 DESQUESNES 等^[4]中的研究中采用 DNS 方法得到的结果基本吻合。因此,认为本研究所选的 LBM-LES 方法和边界条件是合理的^[28],可用于在中等雷诺数下,不同可渗透壁面参数对翼型气动噪声

影响的研究。

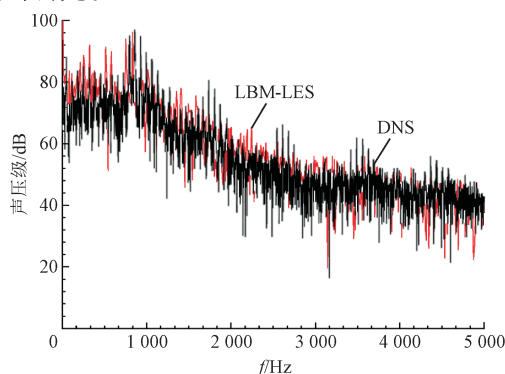


图4 声压级频谱图

Fig. 4 The spectrum of sound pressure level

2 计算结果与分析

2.1 可渗透壁面翼型大尺度结构

为了研究可渗透壁面参数对旋涡脱落频率的影响。如图5所示,为不同渗透率翼型边界层旋涡脱落频率随可渗透壁面尺寸变化。

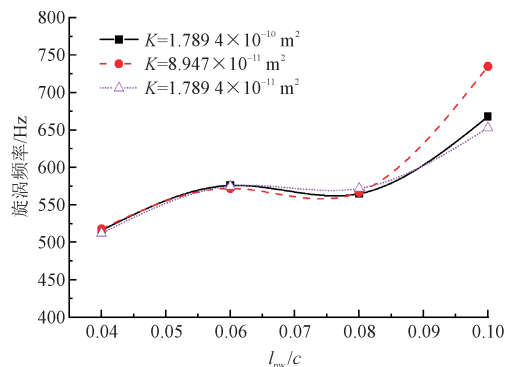


图5 翼型边界层旋涡脱落频率随可渗透壁面尺寸变化

Fig. 5 The variation of the frequency of vortex shedding in the boundary layer of an airfoil with the size of the permeable wall

从图5中可以发现,当可渗透壁面尺寸小于翼型弦长的8%时,同一尺寸不同渗透率下的旋涡脱落频率几乎一致,说明可渗透壁面尺寸为翼型弦长的8%时可能是影响旋涡脱落频率变化的临界值。从图5中还可以得出,在不同渗透率下,旋涡脱落的频率随着可渗透壁面尺寸的减小,整体呈下降的趋势。在可渗透壁面尺寸同为翼型弦长的10%时,不同渗透率之间,旋涡脱落频率也存在一定的差异。

为了分析图5中可渗透壁面尺寸小于翼型弦长的8%时,不同渗透率下的旋涡脱落频率几乎一致的情况。如图6为不同渗透率可渗透壁面翼型(case1、case5、case9)后缘一个周期内不同时刻的瞬

时无量纲涡量(wc/U_∞)分布, w 为涡量,可渗透壁面尺寸均为翼型弦长的4%。

由于后缘旋涡脱落的情况是由壁面旋涡发展而来的,所以旋涡脱落的频率与壁面旋涡频率一致。图6中各图旋涡的发展周期约为 $0.21T$,特征时间 $T=c/U_\infty$,其中 c 为翼型弦长, U_∞ 为来流速度。

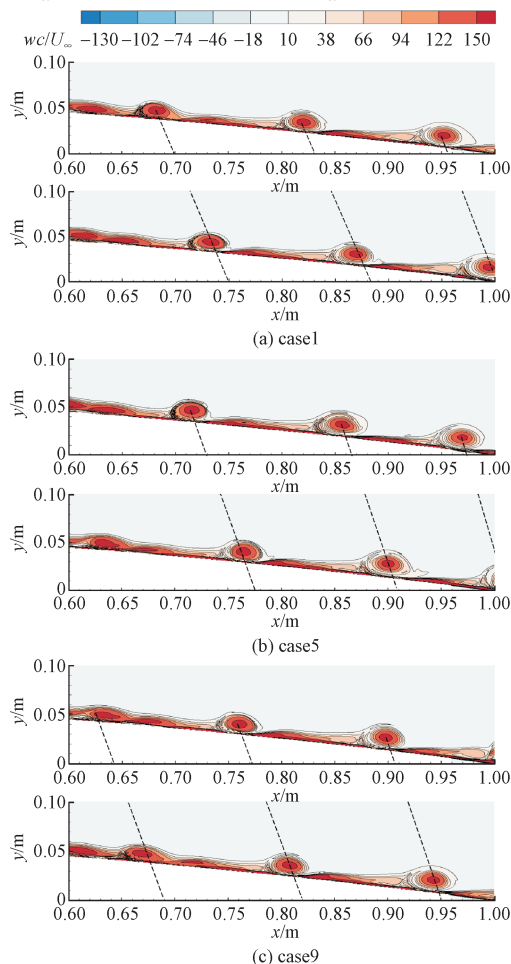


图6 4% c 可渗透壁面尺寸翼型后缘大尺度结构分布

Fig. 6 The distribution of the large-scale structure at the rear edge of the 4% c porous airfoil

随着渗透率的增加,旋涡发展的频率无明显的变化,说明当可渗透壁面尺寸为翼型弦长的4%时,渗透率对旋涡脱落频率的影响较小。

图6中斜虚线是为了比较同一个涡在不同时刻的发展情况,时间间隔为虚线的间隔表示了大尺度结构的流向波长,而虚线的斜率则表示涡的对流速度。从图6中可以看出,边界层旋涡在约0.207 m处旋涡发展成稳定的旋涡结构,可渗透翼型虚线的间隔尺度都比较均匀,且不同渗透率之间的虚线间隔和斜率基本一致。

通过分析可渗透壁面尺寸为翼型弦长的4%时,不同渗透率下的壁面大尺度结构的情况,得出由

于壁面旋涡的流向波长和对流速度无明显变化,使得旋涡脱落的频率基本不变。

为了分析可渗透壁面尺寸对旋涡脱落频率的影响。图7为不同可渗透壁面尺寸下可渗透壁面翼型的后缘一个周期内不同时刻的瞬时无量纲流量分布(case12、case11、case10、case9), 渗透率为 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$ 。旋涡发展的周期分别约为 $0.17T$ 、 $0.19T$ 、 $0.21T$ 、 $0.21T$ 。

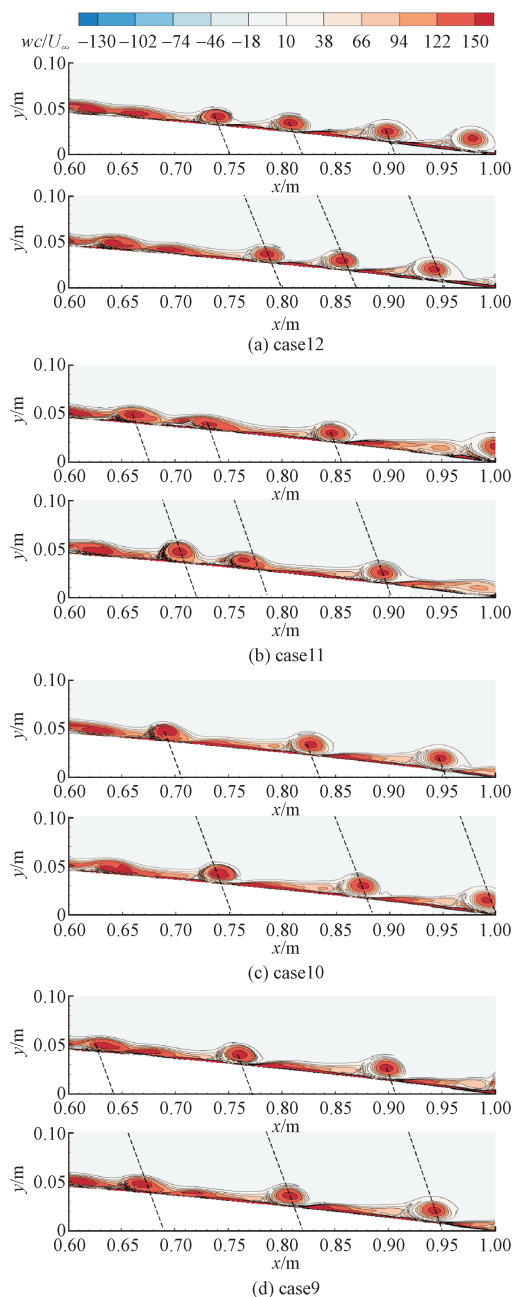


图7 8% c可渗透壁面尺寸翼型后缘大尺度结构分布
Fig. 7 The distribution of the large-scale structure at the rear edge of the 8% c porous airfoil

从图7中发现,不同可渗透壁面尺寸之间的虚

线的间隔存在差异,当可渗透壁面尺寸在减小时,虚线的间隔逐渐增加。说明可渗透壁面尺寸的变化,可以改变壁面旋涡的流向波长,影响旋涡脱落的频率。可以得出随着可渗透壁面尺寸的减小,旋涡脱落的频率降低,当可渗透壁面尺寸小于翼型弦长的8%时,旋涡脱落频率降低幅度较小。

从图6与图7的分析结果来看,可渗透壁面可以通过改变翼型后缘旋涡的发展影响旋涡脱落的频率,且有效的可渗透壁面尺寸应在翼型弦长的8%以上。

为了能够进一步了解可渗透壁面影响旋涡脱落频率的原因,对可渗透壁面尺寸为翼型弦长的4%下的不同渗透率和渗透率 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$ 下的不同可渗透壁面尺寸进行压强脉动分析。

图8为不同渗透率和不同可渗透壁面尺寸下近壁面压强脉动沿弦长分布,它能够反映翼型边界层扰动的变化。

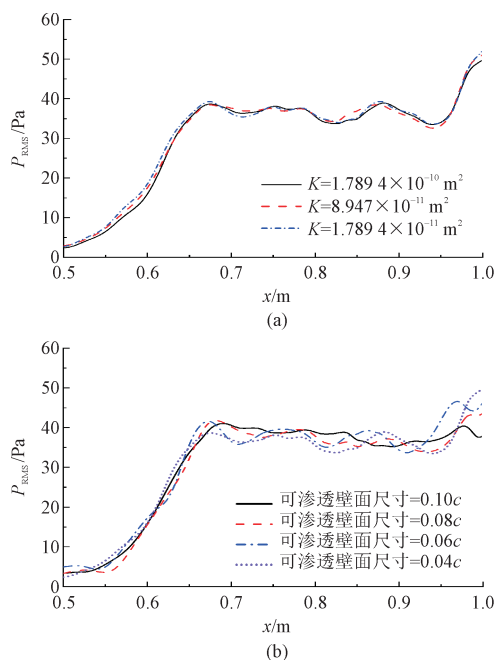


图8 可渗透壁面翼型近壁面压强脉动分布

Fig. 8 The distribution of the pressure near the wall of the permeable wall airfoil

如图8(a)所示,在可渗透壁面尺寸同为翼型弦长的4%时,不同渗透率下的压强脉动沿弦长的波动基本一致,说明渗透率的改变对翼型边界层扰动的变化较小,且压强脉动较大的值更靠近后缘。从图8(b)中可以看出,不同可渗透壁面尺寸下,壁面压强脉动变化较为明显,说明改变可渗透壁面的尺寸能够有效的控制壁面的扰动,且可渗透壁面尺寸

为翼型弦长的 10% 扰动降低较为明显。

通过对可渗透壁面翼型压强脉动的分析可以得出,在翼型后缘添加适当尺寸可渗透壁面材料,能够有效降低后缘的扰动,改变后缘涡脱落的频率,从而实现对流场的控制。

2.2 可渗透壁面翼型纯音噪声特征

为分析可渗透壁面翼型纯音噪声的频谱特性,图 9 为不同渗透率可渗透壁面翼型纯音噪声声压频谱,其中监测点的坐标为(0.3 m, 0.15 m),虚线标注的为不同渗透率可渗透(可渗透壁面尺寸为翼型弦长的 6%)翼型主纯音噪声频率。

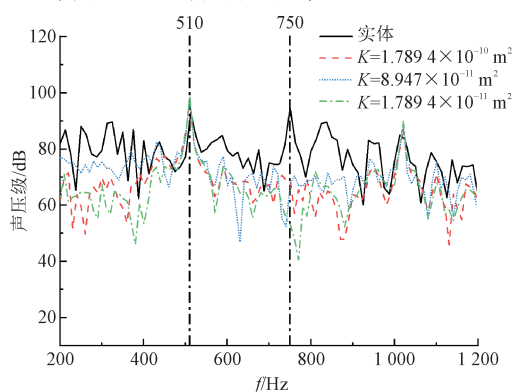


图 9 6% c 可渗透壁面尺寸翼型纯音噪声声压频谱

Fig. 9 Sound pressure spectrum of the 6% c porous airfoil tone noise

通过与实体翼型主纯音噪声频率(750 Hz)对比发现,图中各渗透壁面翼型主纯音噪声频率均低于实体翼型,且不同渗透率翼型的主纯音噪声频率相同。这一规律同样出现在可渗透壁面尺寸为翼型弦长的 6% 的工况中,表明在可渗透壁面尺寸小于翼型弦长的 6% 时,渗透率对主纯音噪声的影响较小。将图中各个工况下主纯音噪声频率与图 5 的旋涡频率进行比较发现,不仅频率大小基本相同,且变化规律基本一致。这说明在一定条件下,后缘旋涡的频率是引起纯音噪声产生的主要原因之一。

图 10 为不同可渗透壁面尺寸可渗透翼型纯音噪声声压频谱,从图中可以发现不同可渗透壁面尺寸(渗透率均为 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$)翼型主纯音噪声频率均有所降低,且纯音噪声的主频频率随着可渗透壁面尺寸的减少在不断降低。这一结论与图 5 中翼型后缘旋涡的频率随可渗透壁面尺寸变化规律一致,说明在一定的可渗透壁面参数范围内,并不会改变纯音噪声产生的方式。

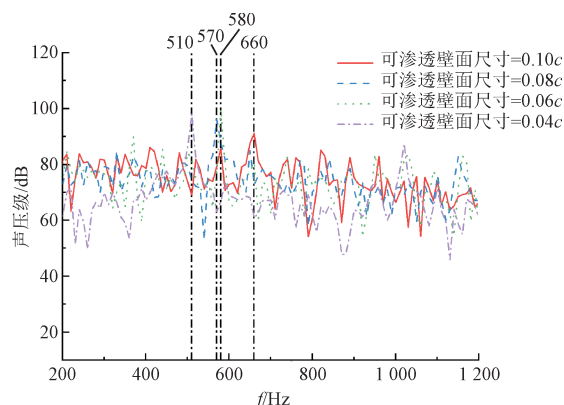


图 10 渗透率为 $1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$ 时翼型纯音噪声声压频谱
Fig. 10 Sound pressure spectrum of the airfoil tone noise when the permeable wall airfoil permeability is $1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$

为了能够分析可渗透壁面参数对主纯音噪声声压幅值的影响,图 11 为不同渗透率可渗透壁面翼型的主纯音噪声幅值随可渗透壁面尺寸的变化情况。从图中可以看出,随着可渗透壁面尺寸的增加,声压级 SPL (sound pressure level) 值整体呈逐渐下降的趋势。在可渗透壁面尺寸小于翼型弦长的 6% 时,渗透率对主纯音噪声幅值影响较小。只有在 10% c 时, SPL 值低于实体翼型(96.27 dB),起到了降低幅值的效果。当渗透率为 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$,可渗透壁面尺寸为翼型弦长的 10% 时,纯音噪声的声压幅值降低较明显,较实体翼型降低了 5.12 dB。

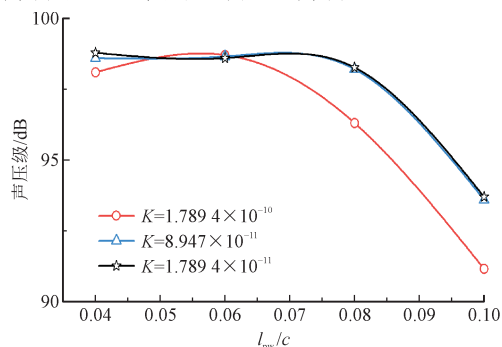


图 11 主纯音噪声幅值随可渗透壁面尺寸的变化

Fig. 11 The variation of the main tone noise amplitude with the size of the permeable wall

如图 12 所示,为不同渗透率可渗透壁面翼型噪声的总声压级随可渗透壁面尺寸的变化情况。从图中看出,可渗透壁面翼型噪声总声压级整体小于实体翼型,结合图 10 说明可渗透壁面尺寸较小的翼型并不能降低主纯音噪声幅值,但是能够起到较好的降噪效果。不同渗透率之间的总声压级,随着可渗透壁面尺寸的增大,出现先升高后降低的现象。当渗透率 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$,可渗透壁面尺寸为翼型弦长的 10% 时,总声压级为 100.05 dB,对比实体翼型(102.98 dB)下降了 2.93 dB,这与对比主纯音

噪声幅值变化得到的结果一致。

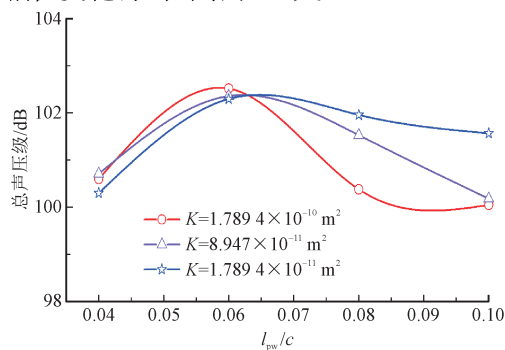
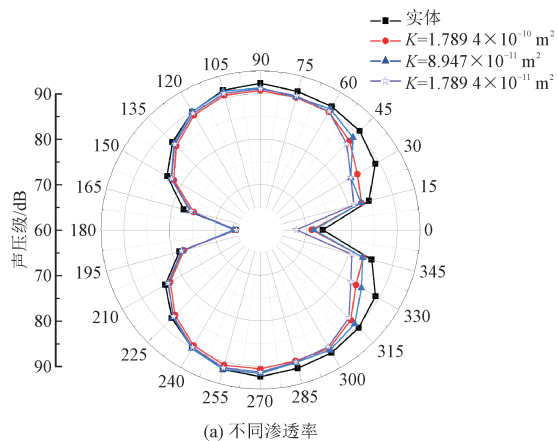


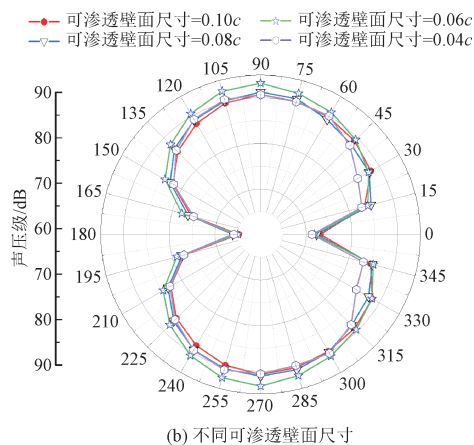
图 12 噪声总声压级随可渗透壁面尺寸的变化

Fig. 12 The variation of the total sound pressure level of noise with the size of the permeable wall surface

可渗透壁面翼型可能会对噪声指向性产生一定的影响,为分析这一情况,在翼型周围设置半径为 $5c$ 的环形监测点,以计算每个监测点的噪声情况,得到的结果如图 13 所示。图 13(a) 中是将不同渗透率的可渗透壁面翼型和实体翼型远场噪声指向性进行对比,发现降噪效果最好集中在 15° 到 45° 之间, $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$ 降噪效果更加明显。说明在一定的渗透率范围内,不同渗透率下的可渗透壁面翼型并不会改变噪声产生的机理,并且还有明显的降噪效果。



(a) 不同渗透率



(b) 不同可渗透壁面尺寸

图 13 翼型远场噪声指向性

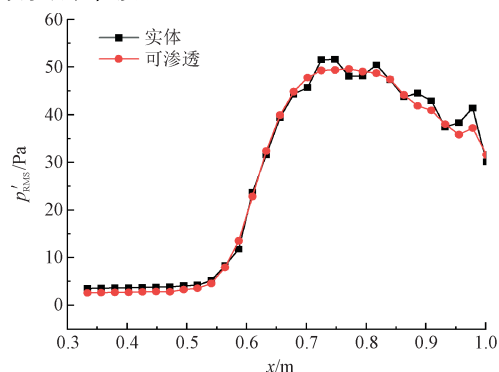
Fig. 13 The directionality of airfoil far-field noise

从图 13(b) 不同可渗透壁面尺寸可渗透翼型远场噪声指向性中可以发现,可渗透壁面翼型和实体翼型周围声辐射特征都具有偶极子声场的特点,随着可渗透壁面尺寸的变化,指向性几乎没有变化;结合图 13(a) 和图 13(b) 发现,当可渗透壁面尺寸为翼型弦长的 10% 时,整体降噪效果较好。

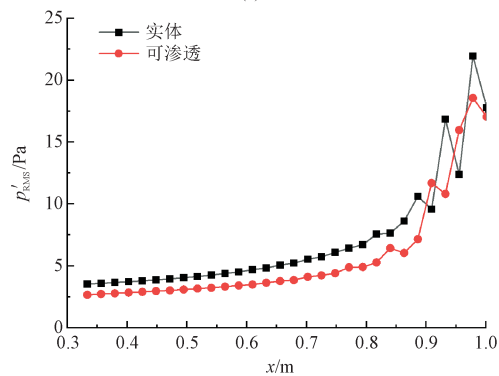
2.3 可渗透壁面翼型纯音声源特性

通过对比,得到了渗透率为 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$, 且渗透壁面尺寸为翼型弦长的 10% 翼型的降噪效果较好,将对这一组可渗透壁面翼型和实体翼型进行纯音声源特性分析。由于纯音噪声是由周期性大尺度的涡结构与壁面相互作用形成的,从而分析翼型壁面的流动情况。

图 14 为实体翼型和可渗透翼型的压力面及吸力面压强脉动均方根(root mean square, RMS) 分布。从图中可以看出,吸力面压力脉动的位置大概在 0.207 m 处产生较明显的波动,说明气流在此处开始分离,且增加可渗透壁面并不会改变分离的位置。对比气流分离后的发展情况,发现可渗透壁面翼型压力面和吸力面的压力脉动 RMS 峰值降低较明显,且波动变得平缓。



(a) 吸力面



(b) 压力面

图 14 翼型吸力面、压力面压强脉动的 RMS 分布

Fig. 14 The RMS distribution of pressure pulsation for the suction surface and pressure surface of the airfoil

从图 15 实体和可渗透翼型压强脉动 RMS 分布发现,翼型近壁面不同 x 位置的 RMS 的波动几乎一致,靠近翼型表面扰动较大,随后逐渐衰减,且 RMS 整体小于实体翼型。不同弦长处的结果比较,靠近尾缘处的压强脉动的峰值较大。

通过对翼型壁面的 RMS 分析后得到,可渗透壁面能够有效抑制边界层扰动,降低声源强度,从而降低纯音噪声幅值和噪声总声压级。

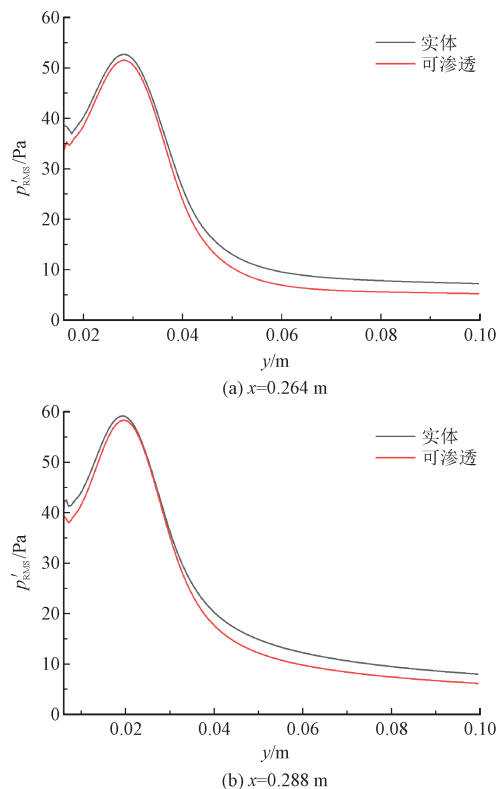


图 15 翼型压强脉动的 RMS 分布
Fig. 15 The RMS distribution of the pressure pulsation for the airfoil

可渗透壁面是通过改变翼型边界层表面的流动变化来抑制噪声,与可渗透壁面内部流动的特征也存在关系。图 16(a)和图 16(b)分别为可渗透壁面内流向速度 U 、流向脉动均方根 U'_{RMS} 。

从时均流向速度分布情况看,可渗透壁面内大部分为负速度区域,表明内部循环流较弱,与外部存在一定的动量交换;可渗透壁面内靠近吸力面部分的速度明显小于靠近压力面的部分,说明翼型尾缘的上下表面存在压力差。

从 RMS 速度脉动分布来看, U'_{RMS} 沿流向逐渐增大,越靠近尾缘位置速度脉动量越大,结合图 15 中得到的结论,说明在尾缘处由吸力面和压力面流动造成的扰动较强,此处的声源强度也较大。

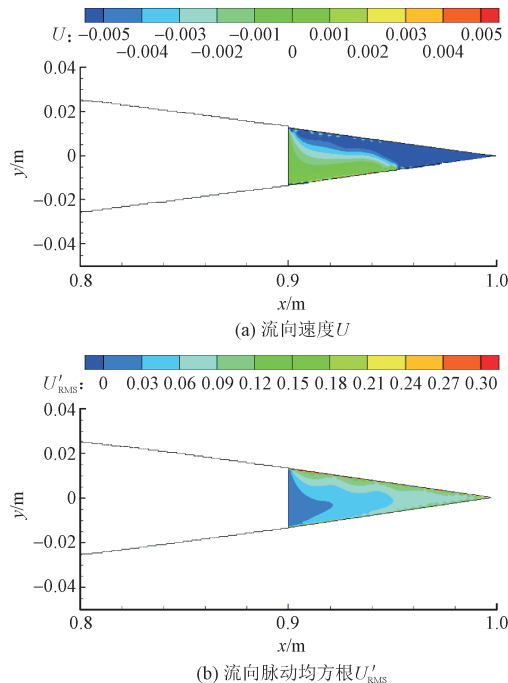


图 16 可渗透壁面内时均流向速度及 RMS 脉动分布
Fig. 16 The distribution of the time flow velocity and RMS pulsation in the permeable wall

3 结 论

本研究基于 LBM-LES 方法,对不同渗透率和不同可渗透壁面尺寸下的 NACA0012 可渗透翼型的声场进行了数值计算,验证了数值计算结果的可靠性,得到以下结论。

1) 可渗透壁面通过影响边界层的流动,可以改变边界层旋涡发展的频率。随着可渗透壁面尺寸的减小,旋涡的频率逐渐降低且旋涡的发展呈周期性变化;可渗透壁面尺寸在翼型弦长的 6% 以下时,渗透率的大小对旋涡的频率影响较小。

2) 在一定的渗透率范围内,纯音噪声的主频频率随着可渗透壁面尺寸的减少在不断降低;且可渗透壁面尺寸为翼型弦长的 10% 时,纯音噪声的声压幅值降低较明显。可渗透壁面尺寸小于翼型弦长的 6% 时,渗透率对主纯音噪声和噪声总声压级幅值的影响较小,会进一步增加主纯音噪声的幅值,且对声音的指向性几乎没有影响。

3) 可渗透壁面翼型渗透率 $K = 1.7894 \times 10^{-10} \text{ m}^2$, 且尺寸为翼型弦长的 10% 时,可渗透壁面改变翼型边界层旋涡的发展和结构特征,实现与可渗透壁面内部的动量交换,从而降低声源强度,能较好抑制主纯音噪声,所以可以降低远场噪声总声压级幅值以

达到降噪的效果。

本研究结果可以为可渗透壁面在抑制纯音噪声和控制流动方面的研究提供理论基础,对中等雷诺数层流翼型的工业设备纯音噪声的有效抑制起到积极作用。

参考文献:

- [1] KURELEK J W, KOTSONIS M, YARUSEVYCH S. Transition in a separation bubble under tonal and broadband acoustic excitation [J]. *Journal of fluid mechanics*, 2018, 853: 1-36.
- [2] PRÖBSTING S, SCARANO F, MORRIS S C. Regimes of tonal noise on an airfoil at moderate Reynolds number [J]. *Journal of fluid mechanics*, 2015, 780: 407-438.
- [3] PATERSON R W, VOGT P G, FINK M R, et al. Vortex noise of isolated airfoils [J]. *Journal of aircraft*, 1973, 10(5): 296-302.
- [4] DESQUESNES G, TERRACOL M, SAGAUT P. Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils [J]. *Journal of fluid mechanics*, 2007, 591: 155-182.
- [5] PRÖBSTING S, YARUSEVYCH S. Laminar separation bubble development on an airfoil emitting tonal noise [J]. *Journal of fluid mechanics*, 2015, 780: 167-191.
- [6] FRANK H M, MUNZ C D. Direct aeroacoustic simulation of acoustic feedback phenomena on a side-view mirror [J]. *Journal of sound and vibration*, 2016, 371: 132-149.
- [7] FOSAS DE PANDO M, SCHMID P J, SIPP D. A global analysis of tonal noise in flows around aerofoils [J]. *Journal of fluid mechanics*, 2014, 754: 5-38.
- [8] ABO T, ASAI M, TAKAGI S. Influence of a weak adverse pressure gradient on the generation of tonal protuberance noise in a laminar boundary layer [J]. *European journal of mechanics-b/fluids*, 2019, 76: 233-242.
- [9] GEYER T F, MOREAU D J. A study of the effect of airfoil thickness on the tonal noise generation of finite, wall-mounted airfoils [J]. *Aerospace science and technology*, 2021, 115: 106768.
- [10] RICCIARDI T R, ARIAS-RAMIREZ W, WOLF W R. On secondary tones arising in trailing-edge noise at moderate Reynolds numbers [J]. *European journal of mechanics-b/fluids*, 2020, 79: 54-66.
- [11] GRAHAM R R. The silent flight of owls [J]. *The aeronautical journal*, 1934, 38(286): 837-843.
- [12] KROEGER R A, GRUSCHKA H D, HELVEY T C. Low speed aerodynamics for ultra-quiet flight [R]. 1972.
- [13] WEIDENFELD M, MANELA A. On the attenuating effect of permeability on the low frequency sound of an airfoil [J]. *Journal of sound and vibration*, 2016, 375: 275-288.
- [14] GEYER T F, SARRADJ E. Circular cylinders with soft porous cover for flow noise reduction [J]. *Experiments in fluids*, 2016, 57(3): 30.
- [15] GEYER T, SARRADJ E, FRITZSCHE C. Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils [J]. *Experiments in fluids*, 2010, 48(2): 291-308.
- [16] GELOT M B R, KIM J W. Effect of serrated trailing edges on aerofoil tonal noise [J]. *Journal of fluid mechanics*, 2020, 904: A30.
- [17] ROSTI M E, CORTELEZZI L, QUADRIO M. Direct numerical simulation of turbulent channel flow over porous walls [J]. *Journal of fluid mechanics*, 2015, 784: 396-442.
- [18] ARIF I, LAM G C Y, WU D, et al. Passive airfoil tonal noise reduction by localized flow-induced vibration of an elastic panel [J]. *Aerospace science and technology*, 2020, 107: 106319.
- [19] CAO H J, ZHOU T, QI L W, et al. An experimental study of tonal noise from a wind turbine airfoil with flat plate serrations [J]. *Applied acoustics*, 2022, 191: 108664.
- [20] PREMNATH K N, PATTISON M J, BANERJEE S. Dynamic sub-grid scale modeling of turbulent flows using lattice-Boltzmann method [J]. *Physica a: statistical mechanics and its applications*, 2009, 388(13): 2640-2658.
- [21] SUSS A, MARY I, LE GARREC T, et al. A hybrid lattice Boltzmann-Navier-stokes method for unsteady aerodynamic and aeroacoustic computations [J]. *Journal of computational physics*, 2023, 485: 112098.
- [22] ASTOUL T, WISSOCQ G, BOUSSUGE J F, et al. Lattice Boltzmann method for computational aeroacoustics on non-uniform meshes: a direct grid coupling approach [J]. *Journal of computational physics*, 2021, 447: 110667.
- [23] 何雅玲, 李庆, 王勇, 等. 格子 Boltzmann 方法的工程热物理应用 [J]. *科学通报*, 2009, 54(18): 2638-2656.
HE Yaling, LI Qing, WANG Yong, et al. Lattice Boltzmann method and its applications in engineering thermophysics [J]. *Chinese science bulletin*, 2009, 54(18): 2638-2656 (in Chinese).
- [24] 冯欢欢, 刘勇, 王琦, 等. 基于 LBM-LES 方法翼型纯音噪声数值研究 [J]. *计算力学学报*, 2019, 36(5): 678-686.
FENG Huanhuan, LIU Yong, WANG Qi, et al. Numerical study of airfoil tonal noise based on LBM-LES [J]. *Chinese journal of computational mechanics*, 2019, 36(5): 678-686 (in Chinese).
- [25] SANDBERG R D, JONES L E, SANDHAM N D, et al. Direct numerical simulations of tonal noise generated by laminar flow past airfoils [J]. *Journal of sound and vibration*, 2009, 320(4/5): 838-858.
- [26] BRIONNAUD R, CHÁVEZ MODENA M, TRAPANI G, et al. Direct noise computation with a lattice-Boltzmann method and application to industrial test cases [C]//22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: AIAA 2016-2969.
- [27] MCKEE M W. An exploratory investigation of airfoil sections in low Reynolds number subsonic compressible flows [D]. Columbus: The Ohio State University, 1998.
- [28] 史泽奇, 刘勇, 钟伯文, 等. 可渗透壁对翼型声涡相互作用下流场及声场的影响 [J]. *计算力学学报*, 2023, 40(3): 424-431.
SHI Zeqi, LIU Yong, ZHONG Bowen, et al. Influence of permeable wall on flow field and sound field of airfoil acoustic vortex interaction [J]. *Chinese journal of computational mechanics*, 2023, 40(3): 424-431 (in Chinese).

(编辑 吕茵)